

УДК 533.695.14

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771362018158285>

Р. В. Панасюк¹, бакалавр, **І. С. Кривохатко²**, к.т.н., начальник сектора аеродинамічного проектування літаків, **Зінченко Д. М³**, к.т.н., доцент

ІНТЕГРАЛЬНЕ АЕРОДИНАМІЧНЕ КОМПОНУВАННЯ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

En

The study is devoted to determining the influence of various layouts parameters of the UAV on its basic aerodynamic characteristics: the maximum value of aerodynamic perfection, the characteristics of longitudinal stability and bearing properties, depending on the considered scheme and the center of gravity position.

The simulation of the computational aerodynamics methods (panel-vortex method) of the modeling models calculation of an unmanned aerial vehicle layout with different positions of the center of gravity and the angles of balancing bodies is performed. Aerodynamic characteristics are obtained, an analysis of aerodynamic perfection and criteria of static longitudinal stability for different layout schemes is performed. The estimation of static longitudinal stability at different positions of the center of gravity is carried out. According to the results of the aerodynamic characteristics mathematical modeling, it has been established that canard system with the foreplane raised above the wing surface is the most suitable design for the unmanned aerial vehicle layout.

The use of the foreplane raised above the wing surface in the UAV allows to remove the canard vortex trace from the wing significantly increasing the maximum value of the K_{MAX} layout and ensuring the smooth nature of the landing process. The application of such layout also contributes the reduction of the wing aerodynamic loads due to the favorable local angles of attack on the wingspan.

Ru

С помощью панельно-вихревого метода выполнено моделирование обтекания расчетных моделей различных схем компоновки беспилотного самолета – классическая схема, «тандем», «утка» и «утка модифицированная». Рассмотрено влияние особенностей различных схем компоновки на условия балансировки, несущие свойства и значение аэродинамического качества. Получены аэродинамические характеристики, выполнен анализ максимального значения аэродинамического качества, несущих свойств и характеристик устойчивости. Проведена оценка приемлемости для различных схем компоновки в условиях реализации режима максимального аэродинамического качества

¹ НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», механіко-машинобудівний інститут

² ДП «Антонов»

³ НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», кафедра авіа- та ракетобудування

Вступ

Основним напрямом досліджень є визначення особливостей аеродинамічних характеристик безпілотного літального апарату (БПЛА) інтегральної схеми. Метою досліджень створення БПЛА інтегральної схеми є покращення злітно-посадкових характеристик, та досягнення більшої підйомної сили порівняно зі світовими аналогами. Актуальність досліджень визначена фактором розробок проектів світових лідерів у галузі проектування та будівництва БПЛА інтегральної схеми. Особливість інтегральної компоновки полягає у тому, що фюзеляж бере участь у створенні загальної підйомної сили. Також інтегральна компоновка дозволяє поліпшити масові характеристики БПЛА і найбільш раціонально використовувати внутрішній об'єм фюзеляжу.

У ході дослідження розглянуті наступні питання: проведено підбір та аналіз аналогів; розглянуті можливі схеми компоновання БПЛА, виконано огляд можливих конструктивно-силових схем літальних апаратів; проведено аеродинамічний розрахунок БПЛА за допомогою чисельних методів; проведено розрахунок лонжерону крила на міцність; запропоновано технологію виготовлення обшивки фюзеляжу.

За результатами досліджень визначені залежності аеродинамічних характеристик різних схем БПЛА. Наукова новизна дослідження визначена поєднанням інтегральної компоновки із різними схемами компоновання крила.

Конструктивні рішення, що базуються на результатах виконаного дослідження, надають можливість БПЛА інтегрального компоновання мати широке застосування у військовій сфері для розвідки, а також бути застосованим для відео-моніторингових робіт різного призначення.

Постановка задачі

Із використанням методів математичного моделювання обтікання [1, 2] виконати моделювання аеродинамічних характеристик різних схем компоновання БПЛА, визначити вплив параметрів компоновання на значення аеродинамічної досконалості K , максимального значення коефіцієнту підйомної сили $C_{ya \max}$ та характеристик стійкості $m_z^{C_{ya}}$ для експлуатаційного діапазону швидкостей польоту як основних критеріїв придатності компоновання [3] безпілотного літального апарату. Розрахункові умови для математичного моделювання обтікання відповідатимуть режиму дозвукового польоту безпілотного літального апарату, що характеризується значеннями критеріїв Маха $M = 0,1$ та Рейнольдса $Re = 1 \cdot 10^6$.

Розрахункові моделі

Зовнішній вигляд розрахункових моделей різних схем компоновання безпілотного літального апарату, що використовуються у дослідженні наведені нижче на рис. 1. Геометричні характеристики розрахункових моделей наведені у табл. 1.

Для адекватного порівняння аеродинамічних характеристик всі моделі сформовані на базі прямого крила із однаковими параметрами. Для дослідження аеродинамічних характеристик схеми «тандем» переднє і заднє крила приймаються із площами, які дорівнюють відповідно 45 % та 55 % від розрахункової площі крила S , що наведена у табл. 1. Значення хорд переднього і заднього крил приймаються рівним $\frac{1}{2}$ хорди аналогічного основного крила. Профілювання переднього та заднього крил приймається аналогічним основному крилу. Геометричні розміри оперення для класичної компоновальної схеми та схеми «качка» приймаються однаковими. Вертикальне оперення в розрахункових моделях не розглядається через його однаковий внесок до інтегральних аеродинамічних характеристик компоновання різних схем. Характеристики фюзеляжу для різних компоновальних схем приймаються також однаковими.

Таблиця 1.

Геометричні характеристики агрегатів розрахункових моделей

Крило				
Площа крила	S	=	16,735	м ²
Видовження крила	λ	=	10,0	
Розмах крила	l	=	13,0	м
Середня хорда	b_{CAH}	=	1,3	м
Профіль крила: P-3-A15				
Оперення				
Площа оперення	S_{OP}	=	4,184	м ²
Відносна площа оперення	S_{OP}/S	=	0,25	
Видовження оперення	λ_{OP}	=	5,0	
Розмах оперення	l_{OP}	=	4,58	м
Середня хорда оперення	$b_{CAH\ OP}$	=	0,914	м
Відносне плече оперення	L_{OP}	=	$3,16 \cdot b_{CAH}$	
Коефіцієнт статичного моменту оперення	A_{OP}	=	0,8	
Профіль оперення: NASA 0010				

Фюзеляж

Площа перетину фюзеляжу	$S_{\text{мід.ф}}$	=	1,131	м ²
Відносна перетину фюзеляжу	$S_{\text{мід.ф}}/S$		0,0676	
Видовження фюзеляжу	$\lambda_{\text{ф}}$	=	6,83	
Довжина фюзеляжу	$l_{\text{ф}}$	=	8,2	м
Діаметр фюзеляжу	$d_{\text{ф}}$	=	1,2	м

Відносне розташування несучих поверхонь у розрахункових моделях, а саме, відносна площа оперення (або переднього крила для схеми «тандем»), відстань між переднім та заднім несучими поверхнями, що розглядаються у дослідженні, розташування несучих поверхонь по висоті визначені згідно із рекомендаціями [4] та [5]. Параметрами компоновання, вплив яких на аеродинамічні характеристики досліджених, є кут встановлення передньої несучої поверхні $\varphi_{\text{оп}}$ (кут встановлення заднього крила або основного крила для класичної схеми приймається рівним 0) та положення центру ваги X_T .

Класична схема

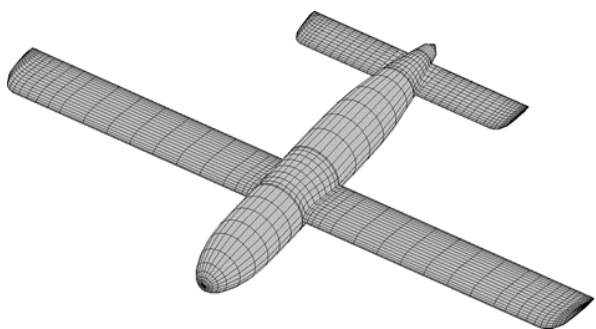


Схема «качка»

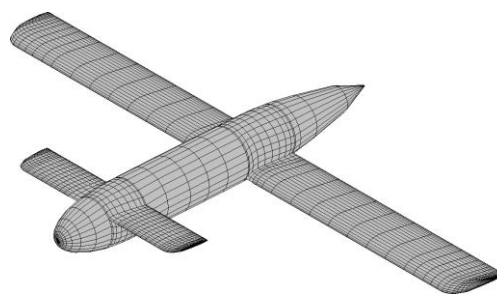


Схема «тандем»

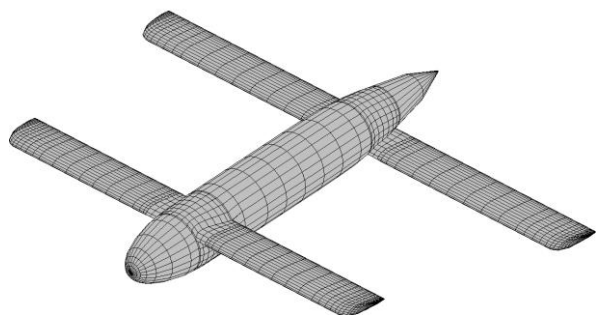


Схема «качка модифікована»

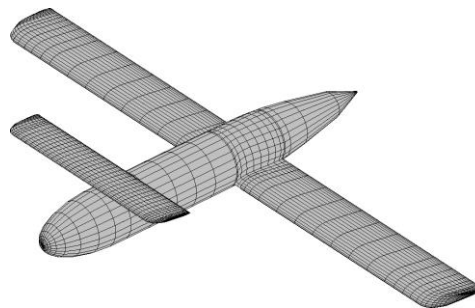


Рис. 1. Розрахункові моделі дослідження

Основними результатами дослідження, що наводяться у статті та підлягають аналізу є залежності коефіцієнту підйімальної сили за кутом атаки $C_{ya} = f(\alpha)$, залежність аеродинамічної досконалості від коефіцієнту пі-

діймальної сили $K = f(C_{ya})$ та залежність коефіцієнту повздовжнього моменту від коефіцієнту підіймальної сили $m_z = f(C_{ya})$.

Основними критеріями, що визначають придатність компоновання для подальшого проектування згідно із [3], є максимальне значення аеродинамічної досконалості K_{MAX} та відповідне йому значення коефіцієнту підіймальної сили $X_T C_{ya}(K_{MAX})$, максимальне значення коефіцієнту підіймальної сили $C_{ya \max}$, характеристик стійкості $m_z^{C_{ya}}$. Тому слід зазначити, що до порівняння приймається компоновання з такими значеннями φ_{OP} та X_T , які відповідають умові балансування $m_z = 0$ для значення $C_{ya}(K_{MAX})$ та тому забезпечує умову стійкості $m_z^{C_{ya}} < 0$.

Результати моделювання

Нижче наведені результати моделювання інтегральних аеродинамічних характеристик наведених на рис. 1 розрахункових моделей різних схем компоновки. На рис. 2 – рис. 4 наведені характеристики повздовжньої стійкості, несучі властивості та умова балансування розрахункової моделі класичної схеми, що в подальшому слугуватиме основною для порівняльного аналізу.

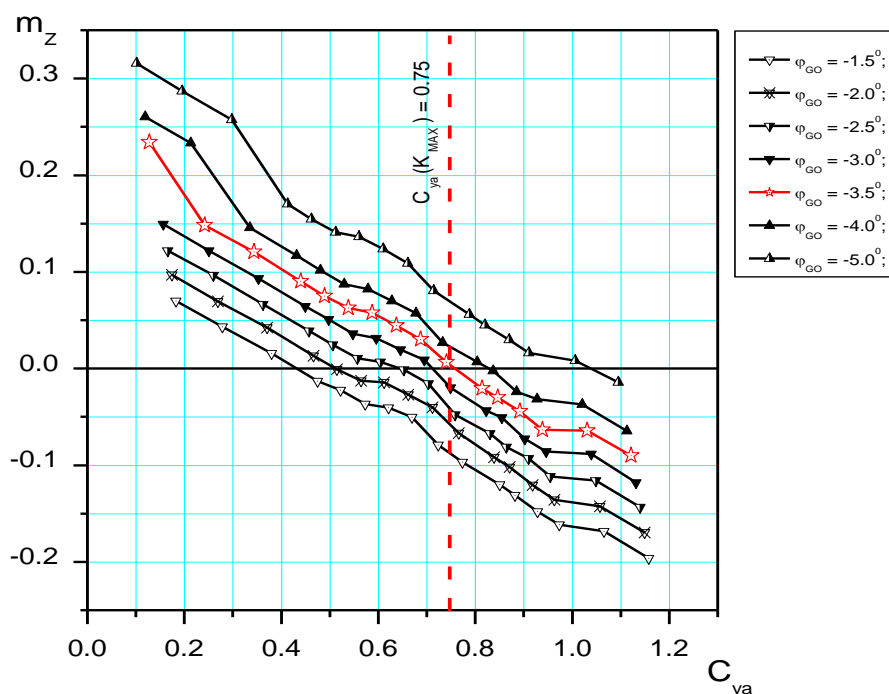


Рис. 2. Модель схеми «класична». Залежність коефіцієнту повздовжнього моменту від значення коефіцієнту підіймальної сили $m_z = f(C_{ya}, \varphi_{OP})$, $M = 0,1$; $Re = 1 \cdot 10^6$

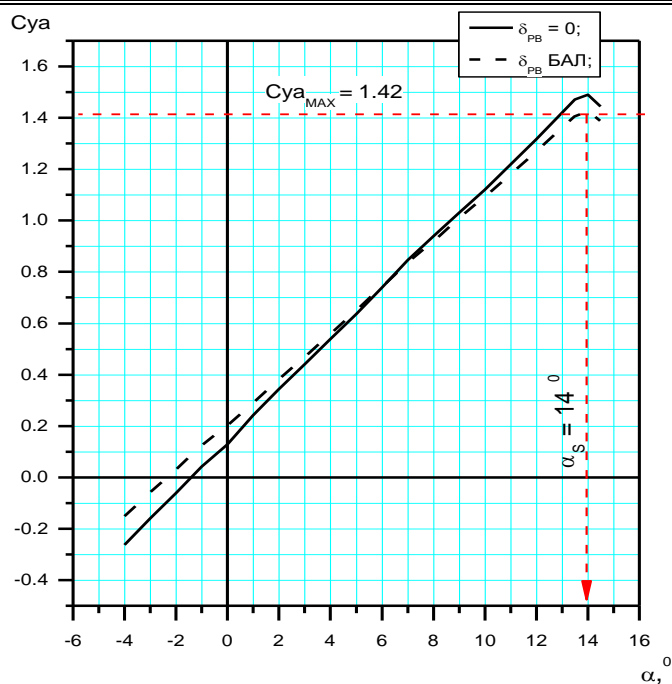


Рис. 3. Модель схеми «класична». Залежність коефіцієнту підіймальної сили від значення кута атаки $C_{ya} = f(\alpha)$; $M = 0,1$; $Re = 1 \cdot 10^6$

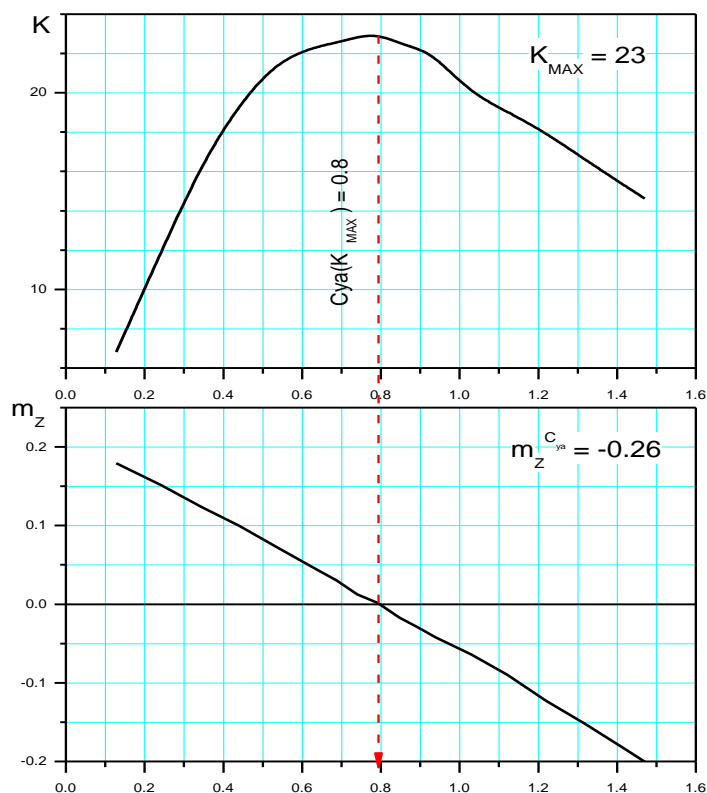


Рис. 4. Модель схеми «класична». Залежності аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підіймальної сили K ; $m_z = f(C_{ya})$; $M = 0,1$; $Re = 1 \cdot 10^6$

Залежності коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від значення коефіцієнту підйимальної сили C_{ya} розрахункової моделі схеми «тандем» наведені на рис. 5. Об'єднаний графік, що демонструє виконання умови балансування в вигляді залежності аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підйимальної сили C_{ya} наведений на рис. 6.

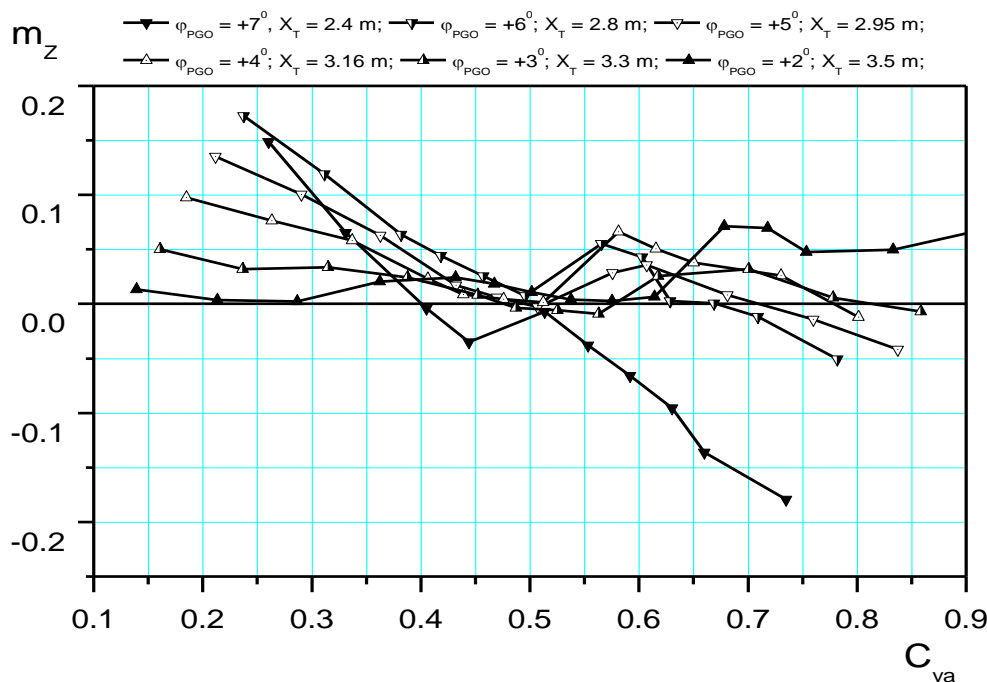


Рис. 5. Модель схеми «тандем». Залежність коефіцієнту повздовжнього моменту від значення коефіцієнту підйимальної сили.

$$m_z = f(C_{ya}, \varphi_{ПО}, X_t); C_{ya}(K_{MAX}) = C_{ya \text{ БАЛ}};$$

$$M = 0,1; Re = 1 \cdot 10^6$$

На рис. 7 наведені характеристики повздовжньої стійкості розрахункової моделі схеми «качка» у залежності від значення кута встановлення переднього горизонтального оперення $\varphi_{ПГО}$ та положення центру ваги X_t . Графік, що демонструє виконання умови балансування у вигляді залежності аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підйимальної сили C_{ya} наведений на рис. 8.

Залежності коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від значення коефіцієнту підйимальної сили C_{ya} розрахункової моделі схеми «качка модифікована» наведені на рис. 9. Графік, що демонструє виконання умови балансування у вигляді залежності аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підйимальної сили C_{ya} наведений на рис. 10.

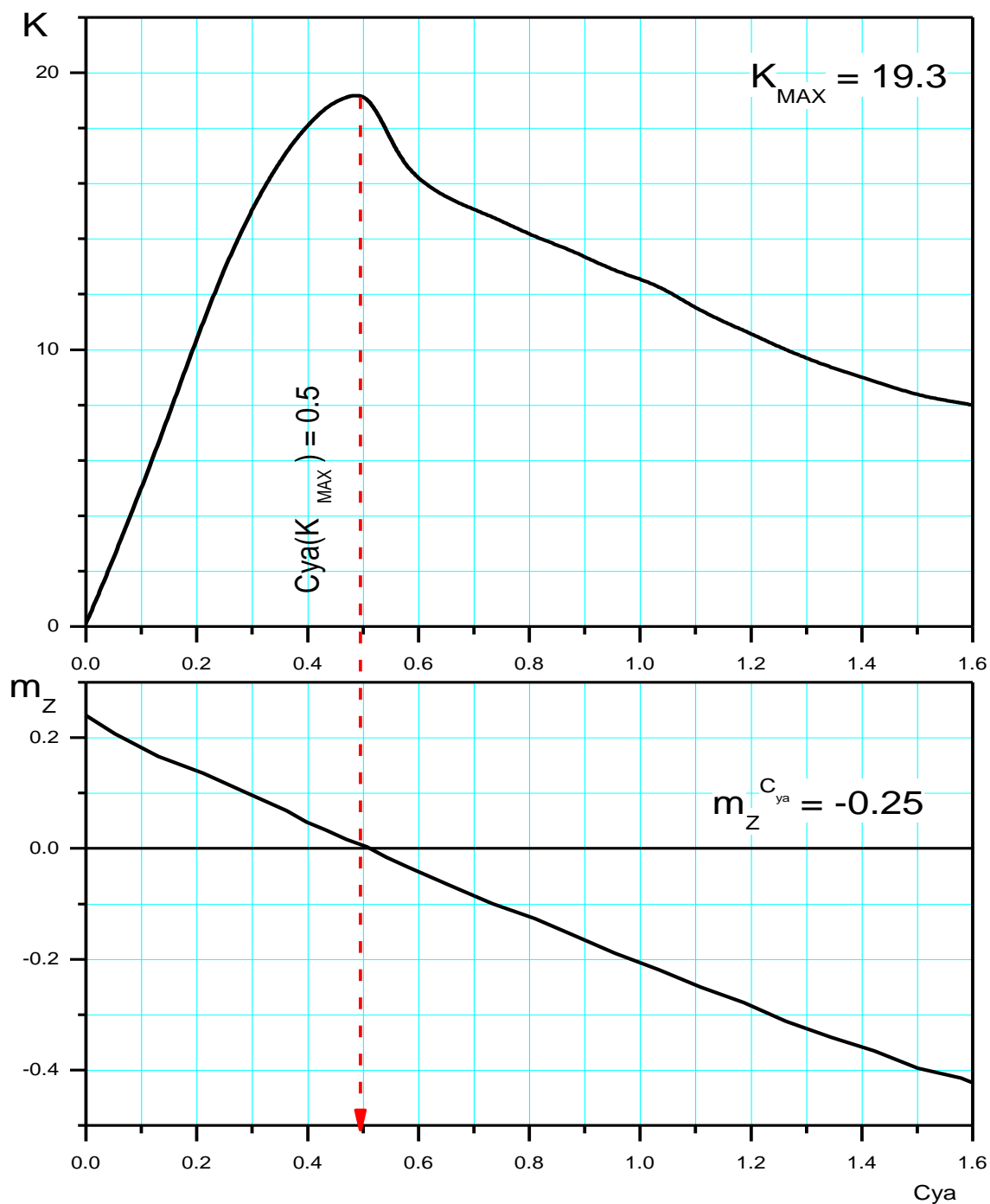


Рис. 6. Модель схеми «тандем». Залежності аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_Z від коефіцієнту підйімальної сили K , $m_Z = f(C_{ya})$, $M = 0,1$; $Re = 1 \cdot 10^6$

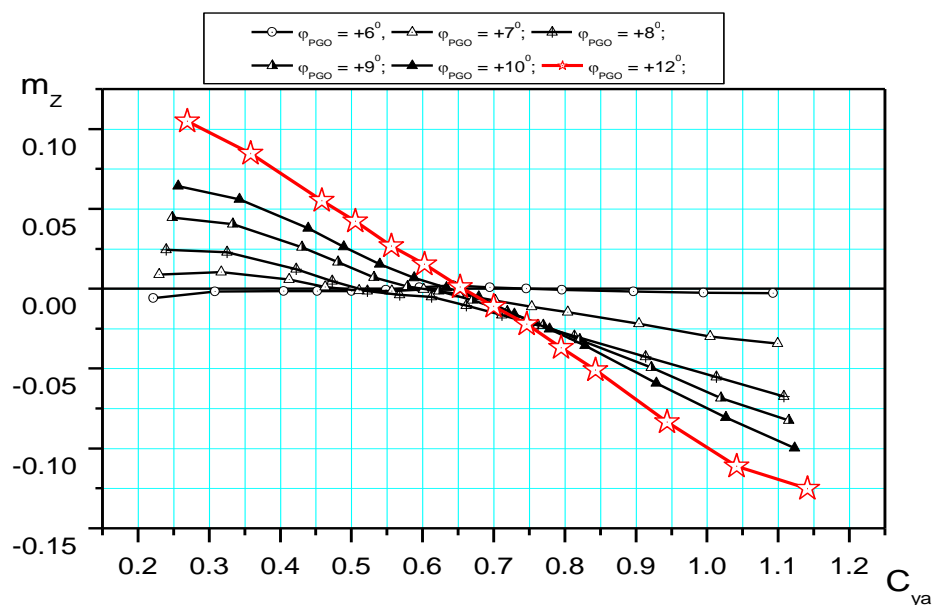


Рис. 7. Модель схеми «качка». Залежність коефіцієнту повздовжнього моменту від значення коефіцієнту підйімальної сили $m_z = f(C_{ya}, \phi_{PO}, X_t)$. $C_{ya}(K_{MAX}) = C_{ya \text{ БАЛ}}$; $M = 0,1$; $Re = 1 \cdot 10^6$

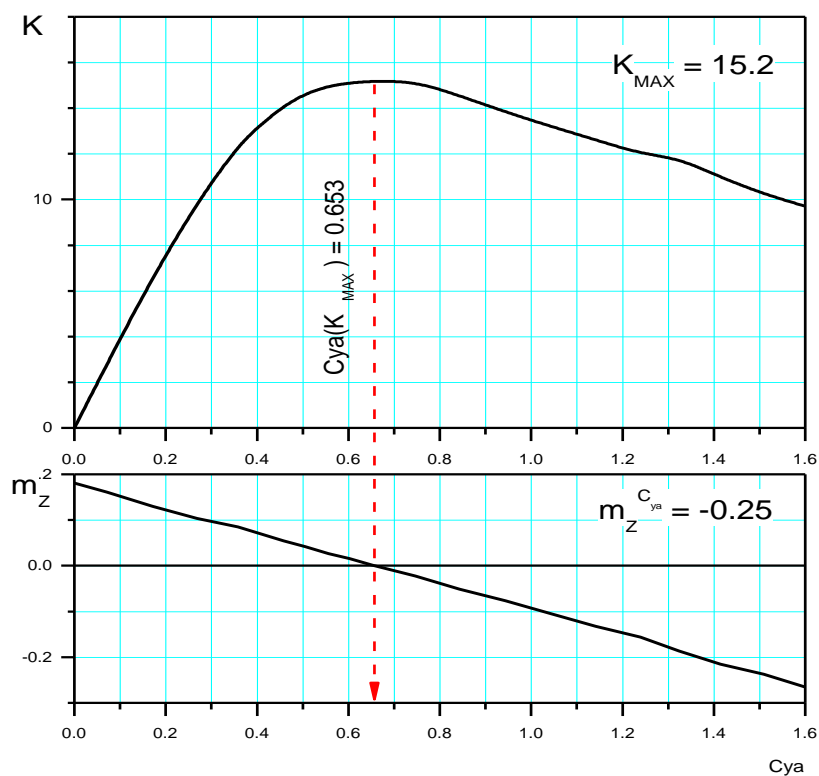


Рис. 8. Модель схеми «качка». Залежності аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підйімальної сили. $K, m_z = f(C_{ya})$. $M = 0,1$; $Re = 1 \cdot 10^6$

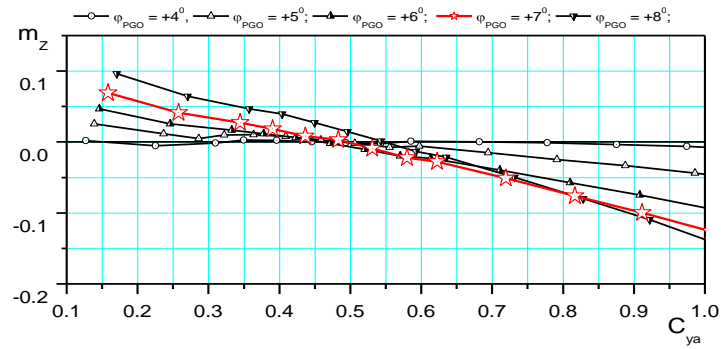


Рис. 9. Модель схеми «качка модифікована». Залежність коефіцієнту повздовжнього моменту від значення коефіцієнту підіймальної сили. $m_z = f(C_{ya}, \varphi_{\text{ПО}}, X_t)$; $C_{ya}(K_{\text{MAX}}) = C_{ya \text{ БАЛ}}$; $M=0,1$; $\text{Re}=1 \cdot 10^6$

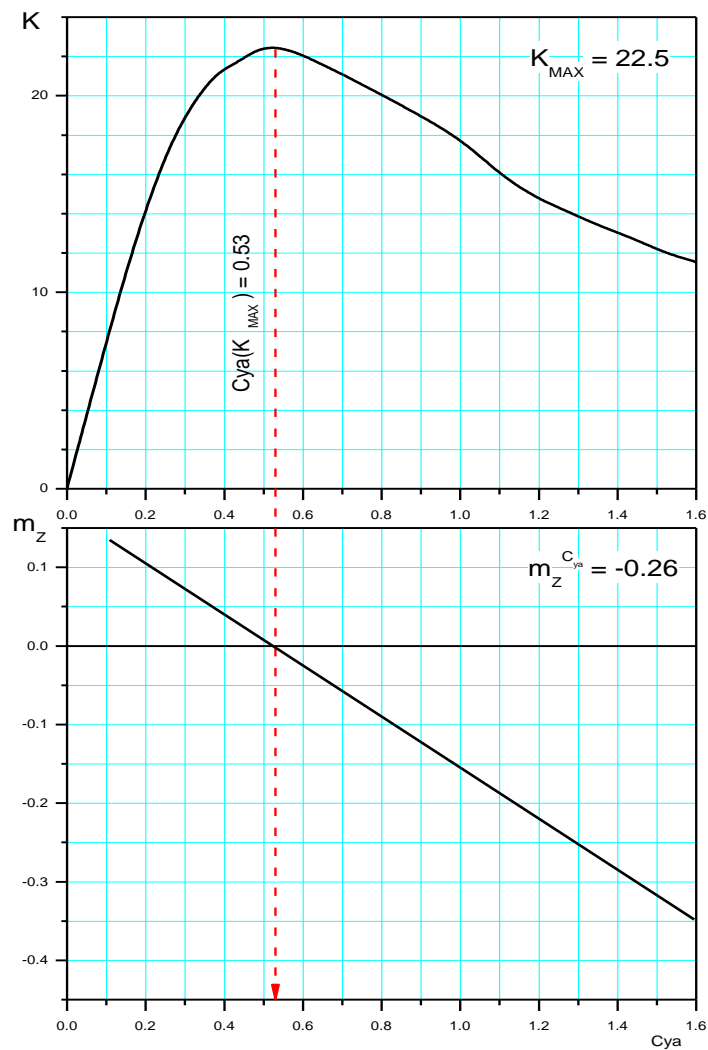


Рис. 10. Модель схеми «качка модифікована». Залежності аеродинамічної досконалості K та коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підіймальної сили. $K, m_z = f(C_{ya})$; $M=0,1$; $\text{Re}=1 \cdot 10^6$

Порівняння інтегральних аеродинамічних характеристик розрахункових моделей, що досліджувались, наведено на рис. 11, рис. 12.

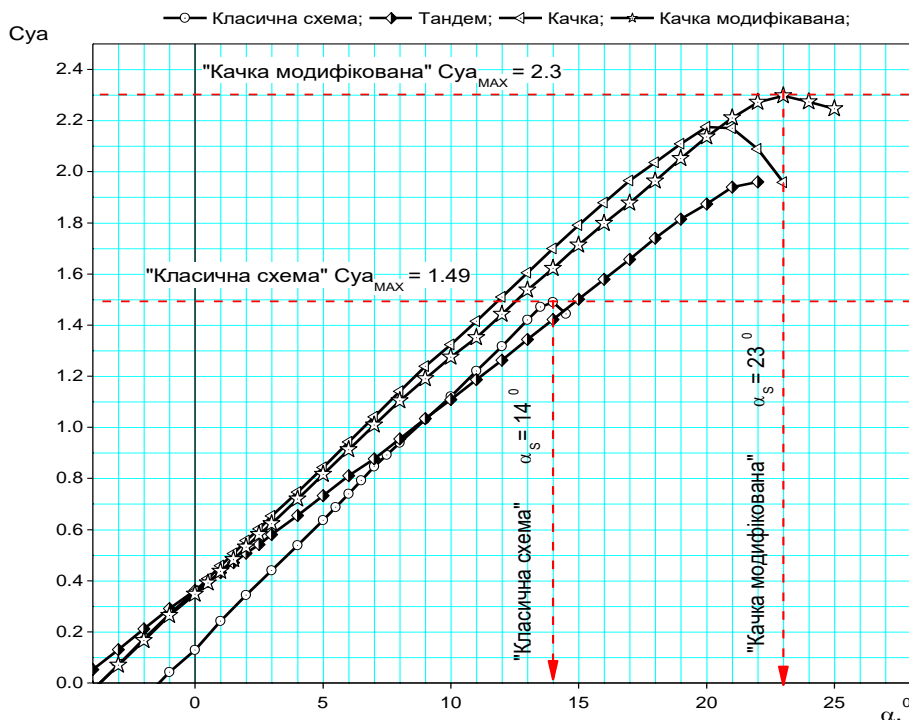


Рис. 11. Залежності коефіцієнту підйимальної сили від значення кута атаки $C_{ya} = f(\alpha)$. Порівняння результатів моделювання $\delta_{PB} = 0$; $M = 0,1$; $Re = 1 \cdot 10^6$

Аналіз результатів моделювання

Розрахункова модель «тандем»

1. Збільшення значення кута встановлення переднього крила схеми «тандем» призводить до значного збільшення повздовжньої стійкості $m_Z^{C_{ya}}$ та відчутного зменшення рівня максимального значення аеродинамічної досконалості K компоновання. Виконання рекомендацій з проектування літального апарату щодо значення $m_Z^{C_{ya}} = -0,25$ може бути реалізовано для кута встановлення переднього крила $\varphi_{ПО} = +5^\circ$;
2. Для всіх розглянутих значень кута встановлення переднього крила спостерігається втрата стійкості схеми «тандем» на значеннях кута атаки α , що відповідає максимальному значенню аеродинамічної досконалості K . Не виконання умови стійкості $m_Z^{C_{ya}} < 0$ спостерігається у незначному діапазоні кутів атаки α , а для більших значень α вимога стійкості виконується до критичного кута атаки α_S ;
3. Визначена в ході математичного моделювання аеродинамічних характеристик схеми «тандем» особливість втрати стійкості на режимі мак-

симальної тривалості польоту потребує застосування в системі керування безпілотною літальною апарату алгоритму автоматичної стабілізації. Через визначені особливості застосування схеми «тандем» для портативного БПЛА вважатимемо недоцільним;

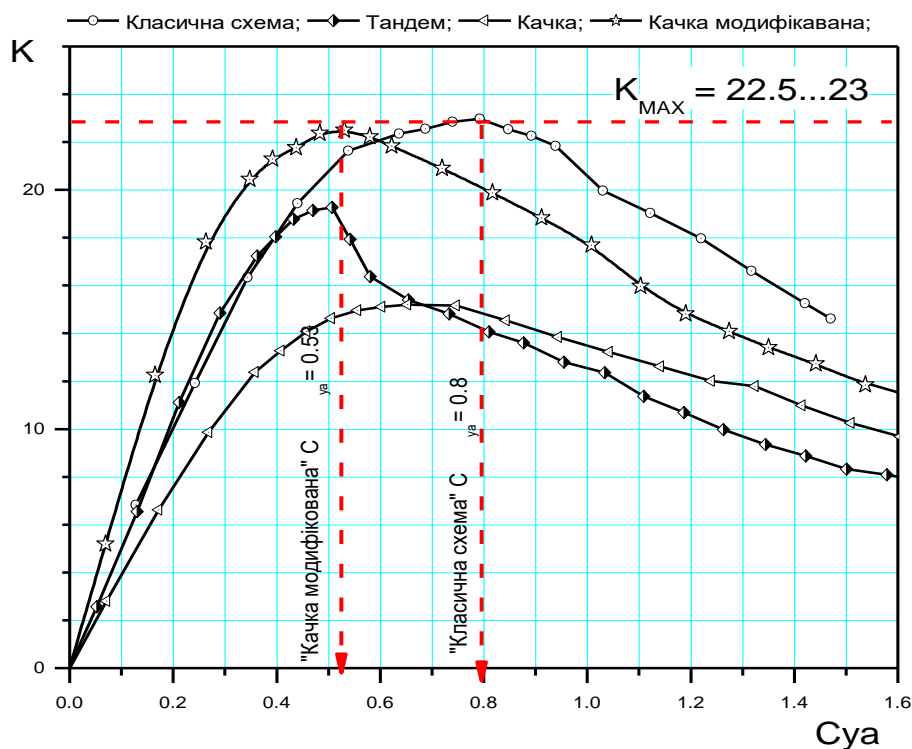


Рис. 12. Залежності аеродинамічної досконалості від коефіцієнту підіймальної сили $K = f(C_{ya})$. Порівняння результатів моделювання різних компоновальних схем. $\delta_{PB} = 0$; $M = 0,1$; $Re = 1 \cdot 10^6$

Розрахункова модель «качка»

1. Збільшення значення кута встановлення переднього горизонтального оперення схеми «качка» призводить до значного збільшення значення критерію повздовжньої стійкості $m_z^{C_{ya}}$ та відчутного зменшення рівня максимального значення аеродинамічної досконалості K компоновання. Виконання рекомендацій з проектування літального апарату щодо значення $m_z^{C_{ya}} = -0,25$ може бути реалізовано для кута встановлення переднього горизонтального оперення $\varphi_{PO} = +12^\circ$;
2. Для всіх розглянутих значень кута встановлення переднього горизонтального оперення на відміну від схеми «тандем» втрата стійкості на значеннях кута атаки α , що відповідає максимальному значенню аеродинамічної досконалості K , не спостерігається;

3. Власне максимальне значення аеродинамічної досконалості K_{MAX} , що реалізується за умови забезпечення критерію повздовжньої стійкості моделі «качка» $m_z^{Cy_a} = -0,25$, є значно меншим у порівнянні з аналогічним значенням K_{MAX} для схеми компоновання «тандем» або класичної схеми. Наочним є низька ефективність переднього горизонтального оперення через значну частину площі, яка зайнята фюзеляжем БПЛА, що зумовлює необхідність дослідження компоновання схеми «качка» із переднім горизонтальним оперенням піднятим над фюзеляжем.

Розрахункова модель «качка модифікована»

1. Встановлення переднього горизонтального оперення над фюзеляжем на висоті, що дорівнює одному діаметру, дозволяє значно збільшити максимальне значення аеродинамічної досконалості K_{MAX} завдяки більш ефективному використанню площі оперення;
2. Вплив значення кута встановлення переднього горизонтального оперення схеми «качка модифікована» аналогічний до схеми «качка». Значення критерію повздовжньої стійкості $m_z^{Cy_a} = -0,25$ реалізується встановленням переднього горизонтального оперення на кут $\varphi_{\text{ПО}} = +12^\circ$;
3. Для всіх розглянутих значень кута встановлення переднього горизонтального оперення схема «качка модифікована» так само не втрачає стійкість на значеннях кута атаки α , що відповідає максимальному значенню аеродинамічної досконалості K на відміну від схеми «тандем»;

Загальні висновки

1. Найбільш прийнятною для застосування у інтегральному аеродинамічному проектуванні безпілотного літального апарату є схема «качка модифікована» із переднім горизонтальним оперенням, піднятим над фюзеляжем на відстані одного діаметру фюзеляжу від його вісі. У цьому випадку реалізується найбільший рівень аеродинамічної досконалості з усіх досліджених схем компоновання одночасно із забезпеченням високих несучих властивостей компоновання (рис. 11, рис. 12);
2. Аналіз отриманих аеродинамічних характеристик свідчить, що у разі застосування схеми компоновання безпілотного літального апарату із переднім горизонтальним оперенням, не інтегрованим із фюзеляжем, а піднятим над його поверхнею, за умови збереження рівня аеродинамічної досконалості K максимальні несучі властивості компоновки ($C_{y_{\text{амакс}}}$) можуть бути значно збільшені (у 1,544 рази, згідно рис. 11). Тому шви-

- дкість звалювання може бути зменшена на 25 % та, відповідно, є можливим зменшити рівень аеродинамічних навантажень, що діють на конструкцію літального апарату;
3. Застосування у компоновці переднього горизонтального оперення, піднятого на достатню відстань від поверхні фюзеляжу дозволяє забезпечити суттєвий приріст значення критичного кута атаки α_s у порівнянні із класичною схемою ($\Delta\alpha_s = + 9^\circ$) та реалізувати повільний характер процесу звалювання такого літака, що безумовно покращує вимоги до безпеки польотів;
 4. Значення коефіцієнту підіймальної сили $C_{ya} (K_{MAX})$, що відповідає максимальному значенню аеродинамічної досконалості K_{MAX} для схеми компонування «качка модифікована» у порівнянні із аналогічним значенням $C_{ya} (K_{MAX})$ для класичної схеми є на 1/3 меншим, що дозволить реалізувати більші на 23 % швидкості крейсерського польоту літального апарату;
 5. За результатами виконаного дослідження визначений напрям подальшого наукового пошуку оптимальних параметрів компонування схеми літального апарату із переднім горизонтальним оперенням, не інтегрованим із фюзеляжем, а піднятим над його поверхнею.

Список використаної літератури

1. Глушков Н. Н. Применение метода симметричных особенностей для расчета обтекания дозвуковых летательных аппаратов / Н. Н. Глушков, Ю. Л. Инешин, Ю. Н. Свириденко // Ученые записки ЦАГИ, т. XX, № 1, 1989 г. 18 с.
2. Зінченко Д. М. Розрахунково-експериментальна оцінка аеродинамічних характеристик літака з механізованим крилом. Дисертація на здобуття наукового ступеня к.т.н. Київ 2007 г.
3. Ударцев Е. П. Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи. / Е. П. Ударцев, М. А. Переверзев, С. А. Ищенко // Издательство НАУ. Киев. 1998 г.
4. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов: Пер. с англ.- М, Машиностроение, 1983,— 648 с.
5. Kuchemann D. F.R.S. The aerodynamic design of aircraft. Pergamon Press Inc. Oxford OX3 0BW, England. 1985. 688 p.